

正常类飞机适航规定

(2022年5月6日交通运输部令2022年第16号公布自
2022年8月1日起施行)

A 章 总 则

第 23.2000 条 适用范围及定义

(a) 本规定规定了颁发和更改正常类飞机型号合格证的适航要求。

(b) 以下定义适用于本规定：

继续安全飞行和着陆是指在可能使用应急程序、不需要特殊驾驶技能和体力的情况下，飞机有能力继续可控飞行和着陆；着陆时，飞机可能出现因失效情况而导致一些损坏。

第 23.2005 条 正常类飞机审定

(a) 乘客座位设置为 19 座（局方另有规定除外）或者以下且最大审定起飞重量为 8,618 公斤（19,000 磅）或者以下的飞机，可按正常类进行审定。

(b) 按设置的最大乘客座位数，将飞机分为如下审定等级：

- (1) 1 级：最大乘客座位设置为 0 至 1 座的飞机；
- (2) 2 级：最大乘客座位设置为 2 至 6 座的飞机；
- (3) 3 级：最大乘客座位设置为 7 至 9 座的飞机；
- (4) 4 级：最大乘客座位设置为 10 至 19 座（局方另有

规定除外)的飞机。

(c) 按飞行速度,将飞机分为如下性能等级:

(1) 低速: V_{NO} 和 $V_{MO} \leq 463$ 公里/小时 (250 节) 校准空速 (CAS) 且 $M_{MO} \leq 0.6$ 的飞机;

(2) 高速: V_{NO} 或者 $V_{MO} > 463$ 公里/小时 (250 节) 校准空速 (CAS) 或者 $M_{MO} > 0.6$ 的飞机。

其中: V_{NO} 为最大结构巡航速度, V_{MO} 和 M_{MO} 分别为空速和马赫数表示的最大使用限制速度。

(d) 按本规定审定的飞机,可申请进行特技飞行审定。按特技飞行审定的飞机,可不受限制地用于做机动,但按本规定 G 章制定的限制除外。未按特技飞行审定的飞机,则只可用于做正常飞行所需的各种机动,含失速 (不包括尾冲失速) 和坡度不大于 60 度的缓 8 字飞行、急上升转弯和急转弯。

第 23.2010 条 可接受的符合性方法

(a) 申请人应当采用局方可接受的符合性方法,表明对本规定的符合性。局方可接受的符合性方法,包括公认标准和局方接受的其他标准。

(b) 申请人应当按局方规定的格式和方式提交符合性方法。

B 章 飞 行

第一节 性能

第 23.2100 条 重量和重心

(a) 申请人应当制定飞机可安全运行的重量和重心限制。

(b) 申请人应当用重量和重心临界组合来符合本章各条要求，这些临界组合应当在飞机配载状态内确定，并符合局方可接受的允差。

(c) 用于确定空机重量和重心的飞机状态，应当明确界定且易于复现。

第 23.2105 条 性能数据

(a) 除非另有规定，飞机应当按下列条件满足本章的性能要求：

(1) 对于所有飞机，按静止空气和海平面标准大气条件；

(2) 对于 1 级和 2 级飞机中的高速飞机及 3 级和 4 级中的所有飞机，按使用包线范围内的环境大气条件。

(b) 除非另有规定，申请人应当按下列条件制定本章要求的性能数据：

(1) 机场高度从海平面到 3,048 米（10,000 英尺）；

(2) 使用限制范围内，标准温度之上和之下对性能有

不利影响的温度。

(c) 用于确定起飞和着陆距离的程序，在服役中预期遇到的大气条件下，应当可由具有一般技能水平的驾驶员一贯地执行。

(d) 依据本条(b)款确定的性能数据，应当考虑由于大气条件、冷却需求和其他动力需求引起的损失。

第 23.2110 条 失速速度

申请人应当为正常运行中使用的每个飞行构型确定失速速度或者最小定常飞行速度，正常运行包括起飞、爬升、巡航、下降、进近和着陆。确定失速速度或者最小定常飞行速度时，应当考虑下列功率设定的每个飞行构型的最不利状态：

(a) 对于主要用于提供推力的推进系统，功率设定为慢车或者零推力；

(b) 对于除提供推力外还用于飞行操纵或者增升装置的推进系统，功率设定为名义推力。

第 23.2115 条 起飞性能

(a) 申请人应当确定飞机起飞性能，确定时应当考虑：

- (1) 失速速度安全裕度；
- (2) 最小操纵速度；
- (3) 爬升梯度。

(b) 对单发飞机及 1 级、2 级和 3 级飞机中的低速多发飞机，起飞性能包括地面滑跑加上初始爬升到起飞表面上方 15 米（50 英尺）的距离。

(c) 对 1 级、2 级和 3 级飞机中的高速多发飞机及 4 级飞机中的多发飞机，起飞性能包括突然失去临界推力后的下列距离：

(1) 临界速度时中断起飞距离；

(2) 地面滑跑加上初始爬升到起飞表面上方 10.7 米（35 英尺）的距离；

(3) 净起飞飞行航迹。

第 23.2120 条 爬升要求

设计应当符合下列无地效最小爬升性能：

(a) 全发工作并处于初始爬升构型：

(1) 对于 1 级和 2 级飞机中的低速飞机，陆上飞机应当具有 8.3% 的爬升梯度，水上飞机和水陆两用飞机应当具有 6.7% 的爬升梯度；

(2) 1 级和 2 级飞机中的高速飞机，以及所有 3 级飞机和 4 级飞机中的单发飞机，起飞后应当具有 4% 的爬升梯度。

(b) 多发飞机失去临界推力后：

(1) 不满足单发适坠性要求的 1 级和 2 级飞机中的低速飞机，巡航构型下，在 1,524 米（5,000 英尺）气压高度应当具有 1.5% 的爬升梯度；

(2) 1 级和 2 级飞机中的高速飞机及 3 级飞机中的低速飞机，起落架收起且襟翼处于起飞构型状态下，在高于起飞表面 122 米（400 英尺）应当具有 1% 的爬升梯度；

(3) 对 3 级飞机中的高速飞机和所有 4 级飞机，起落架收起且襟翼处于进近构型状态下，在高于起飞表面 122 米

(400 英尺)应当具有 2%的爬升梯度。

(c) 对于中断着陆，起落架放下且襟翼处于着陆构型状态下，应当具有 3%的爬升梯度，并且不会导致驾驶员工作负荷过量。

第 23.2125 条 爬升性能数据

(a) 申请人应当针对运行限制内的每个重量、高度及外界温度确定下列爬升性能：

(1) 所有单发飞机的爬升性能；

(2) 1 级和 2 级飞机中的高速多发飞机及 3 级飞机中的多发飞机，在起飞阶段，初始爬升构型下失去临界推力后的爬升性能；

(3) 所有多发飞机，在航路飞行阶段，巡航构型下全发工作的爬升性能及失去临界推力后的爬升性能。

(b) 申请人应当确定单发飞机完全失去推力后的滑翔性能。

第 23.2130 条 着陆

申请人应当针对运行限制范围内的重量和高度临界组合，确定标准温度下的下述性能数据：

(a) 从高于着陆表面 15 米（50 英尺）到停止所需要的着陆距离；

(b) 进近和着陆速度、构型和程序。一般技能水平的驾驶员使用该速度、构型和程序能够一贯地在拟公布的着陆距离内着陆，不会造成飞机损坏或者人员伤害。当需要中断着陆时，考虑下列因素，能够安全过渡到本规定中的中断着陆

情况:

- (1) 失速速度安全裕度;
- (2) 最小操纵速度 (V_{MC})。

第二节 飞行特性

第 23.2135 条 操纵性

(a) 下述情况下, 在运行包线内, 飞机应当是可以操纵和机动的, 且无需特殊的驾驶技能、警觉或者体力:

- (1) 申请审定的所有配载情况;
- (2) 所有飞行阶段;
- (3) 可逆飞行操纵或者推进系统的可能失效;
- (4) 构型改变期间。

(b) 使用经批准的最陡进近梯度程序并提供低于参考着陆速度 (V_{REF}) 或者高于进近攻角的合理裕度情况下, 飞机应当能够安全着陆, 而不导致飞机重大损伤或者人员严重伤害。

(c) 对多发飞机, 如果适用, 申请人应当针对起飞和着陆时使用的最临界构型确定最小操纵速度 (V_{MC})。

(d) 申请按特技飞行审定的飞机, 申请人应当演示申请审定的特技机动并确定可开始进行相应特技机动的速度。

第 23.2140 条 配平

(a) 下列状态中, 在驾驶员或者飞行操纵系统不对主操

纵系统或者相应配平操纵进一步施加力或者位移情况下，飞机应当保持横向和航向配平：

- (1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机，巡航状态；
- (2) 对于 4 级飞机，正常运行状态。

(b) 下列状态中，在驾驶员或者飞行操纵系统不对主操纵系统或者相应配平操纵进一步施加力或者位移的情况下，飞机应当保持纵向配平；

- (1) 爬升；
- (2) 平飞；
- (3) 下降；
- (4) 进近。

(c) 在飞机正常运行和可能的非正常或者应急运行期间（包括多发飞机失去临界推力情况），剩余操纵力不得使驾驶员疲劳或者分散精力。

第 23.2145 条 稳定性

(a) 不按特技飞行审定的飞机，应当：

- (1) 在正常运行时，具有纵向、横向和航向静稳定性；
- (2) 在正常运行时，具有短周期模态和荷兰滚模态动稳定性；
- (3) 在整个使用包线内，提供稳定的操纵力反馈。

(b) 飞机不得出现导致驾驶员工作负荷增加或者危及飞机及其乘员的发散的纵向稳定性特性。

第 23.2150 条 失速特性、失速警告和尾旋

(a) 飞机在直线飞行、转弯飞行和加快转弯飞行过程中

应当具有可控的失速特性，并有清晰可辨的失速警告，失速警告应当提供足够的余量以防止无意进入失速。

(b) 未按特技飞行审定的单发飞机，不得有无意偏离可控飞行状态的趋势。

(c) 未按特技飞行审定的 1 级和 2 级飞机中的多发飞机，在失去临界推力后的不对称推力状态，不得有无意偏离可控飞行状态的趋势。

(d) 按含尾旋的特技飞行审定的飞机，应当具有可控的失速特性，并且在作出首个改出操纵动作后，能够用不超过一圈半的附加旋转，从尾旋的任意一点上改出，期间保持在飞机的运行限制范围内。在开始改出操纵前的飞机旋转不超过六圈或者申请审定的更多圈数。

(e) 对于按含尾旋的特技飞行审定的飞机，其尾旋特性应当使得在不超出限制的情况下可以改出尾旋，并且不会因下列情况出现不可改出尾旋：

- (1) 飞行操纵或者发动机功率操纵的典型使用；
- (2) 驾驶员迷失方向或者失能。

第 23.2155 条 地面和水上操纵特性

预期在陆上或者水上运行的飞机，在滑行、起飞和着陆运行期间应当具有纵向和航向可操纵性。

第 23.2160 条 振动、抖振和高速特性

(a) 达到设计俯冲速度(V_D/M_D ，以空速或者马赫数表示)前，振动和抖振不得影响飞机的操纵或者导致飞行机组过度疲劳，满足此要求的失速告警抖振是允许的。

(b) 对于高速飞机和最大运行高度大于 7,620 米 (25,000 英尺) 气压高度的所有飞机, 以巡航构型处于 1g 状态时, 速度达到 V_{MO}/M_{MO} 前, 除失速抖振外, 不得有可感知的抖振。

(c) 对于高速飞机, 应当确定正机动载荷系数, 在运行包线范围内, 当飞机使用巡航构型并达到该载荷系数时, 开始出现可感知的抖振。可能的无意中超出该边界不得导致结构损坏。

(d) 从任何可能的速度直至 V_{MO}/M_{MO} , 发生下列情况后, 高速飞机应当具有不会导致结构损伤或者失去控制的恢复特性:

(1) 无意的增速;

(2) 对于动压可能损害纵向配平系统工作的飞机, 高速失配平。

第 23.2165 条 在结冰条件下飞行所要求的性能和飞行特性

(a) 申请按《运输类飞机适航标准》(以下称为 CCAR-25 部) 附录 C 第 I 部分定义的结冰条件下飞行进行审定, 或者申请按这些结冰条件及其他附加大气结冰条件下飞行进行审定时, 申请人应当在申请审定的结冰条件、结冰保护系统正常工作情况下进行下列工作:

(1) 表明对本章每个要求的符合性, 但不包括适用于尾旋的要求和任何需在超过下列速度下进行演示的要求:

(i) 463 公里/小时 (250 节) 校准空速;

(ii) V_{MO}/M_{MO} 或者不可超越速度 (V_{NE});

(iii) 申请人演示机身不会结冰的速度。

(2) 表明在结冰条件下飞行的失速警告方式与非结冰条件时相同。

(b) 如果申请结冰条件下飞行的审定，则申请人应当提供探测超出申请审定结冰条件的措施，并表明飞机具有避开或者脱离该结冰条件的能力。

(c) 申请人应当制定运行限制，禁止有意进入未审定的结冰条件飞行，包括起飞和着陆。

C 章 结构

第一节 一般规定

第 23.2200 条 结构设计包线

申请人应当确定结构设计包线，该包线规定了飞机设计和运行参数的范围及限制，并被用于表明符合本章要求。申请人应当考虑可能影响结构载荷、强度、耐久性以及气动弹性的飞机所有设计和运行参数，包括：

(a) 用以表明符合本章要求的结构设计空速、着陆下沉速度和任何其他空速限制。结构设计空速应当：

- (1) 充分大于飞机失速速度，防止飞机在湍流中失控；
- (2) 为制定实际使用限制空速提供足够的裕度。

(b) 设计机动载荷系数，该系数不得小于服役经验表明
的结构设计包线内可能出现的机动载荷系数。

(c) 惯性属性，包括重量、重心以及质量惯性矩，考虑：

- (1) 从飞机空重到最大重量的每一临界重量；
- (2) 乘员、商载及燃油的重量和分布。

(d) 飞机操纵系统的特性，包括操纵面、增升装置或者其他可动面的运动范围和允差。

(e) 直到最大高度的每一临界高度。

第 23.2205 条 系统和结构的相互影响

如果飞机安装了某个系统，该系统改变结构性能、缓解

本章要求的影响或者提供满足本章要求的符合性方法，在表明对本章要求的符合性时，申请人应当考虑该系统的影响和失效。

第二节 结构载荷

第 23.2210 条 结构设计载荷

(a) 申请人应当在结构设计包线内和边界上，针对参数的所有临界组合，确定可能由内部或者外部施加的压力、力或者力矩引起的相关结构设计载荷。这些压力、力或者力矩可能发生在空中、地面和水上运行时，地面和水上操纵时，以及飞机处于停放或者系留时。

(b) 本条要求的相关结构设计载荷的大小和分布，应当基于物理原理。

第 23.2215 条 飞行载荷情况

申请人应当确定由下列飞行情况产生的结构设计载荷：

- (a) 大气突风，其大小和梯度基于测量的突风统计数据；
- (b) 对称和非对称机动；
- (c) 临界发动机失效引起的非对称推力。

第 23.2220 条 地面载荷和水载荷情况

申请人应当在飞机处于各种正常和不利的姿态和构型下，确定它在适用的表面上滑行、起飞、着陆和操作情况下产生的结构设计载荷。

第 23.2225 条 部件载荷情况

申请人应当确定:

(a) 作用于每个发动机架及其支承结构的结构设计载荷, 使其能承受:

(1) 动力装置工作引起的载荷与飞行突风和机动载荷的组合;

(2) 非活塞式动力装置突然停车引起的载荷。

(b) 由下列因素引起的、作用于每个飞行操纵面和增升面及其相连系统和支承结构的结构设计载荷:

(1) 每个操纵面和增升面以及所连接配重的惯性;

(2) 飞行突风和机动;

(3) 驾驶员或者自动系统的输入;

(4) 系统引起的情况, 包括卡阻和摩擦;

(5) 在适用的表面上滑行、起飞和着陆, 包括顺风滑行和地面突风。

(c) 作用于增压舱的下列结构设计载荷:

(1) 从零到最大释压压力的压差引起的载荷与突风和机动载荷的组合;

(2) 如果飞机可能在座舱增压情况下着陆, 从零到最大释压压力的压差引起的载荷与地面或者水载荷的组合;

(3) 不考虑所有其他载荷情况下, 最大释压压力压差引起的载荷乘以 1.33。

第 23.2230 条 限制和极限载荷

申请人应当确定:

(a) 限制载荷，除非另有规定，限制载荷等于结构设计载荷；

(b) 极限载荷，除非另有规定，极限载荷等于限制载荷乘以安全系数 1.5。

第三节 结构性能

第 23.2235 条 结构强度

结构应当承受：

(a) 限制载荷，不会妨碍飞机的安全运行或者出现有害的永久变形；

(b) 极限载荷。

第 23.2240 条 结构耐久性

(a) 申请人应当制定检查程序或者其他程序，以防止由于可预见原因的强度降低而导致的结构失效，这些结构失效可能导致严重或者致命的伤害，或者导致长时间的降低安全裕度的运行。按本条制定的程序应当纳入本规定第 23.2625 条要求的持续适航文件的适航限制章节中。

(b) 对于 4 级飞机，为符合本条(a)款所制定的程序，应当能够在结构损伤导致结构失效前检查出损伤。

(c) 对于增压飞机：

(1) 在座舱突然失压后，包括门和窗失效导致的突然失压后，飞机应当能够继续安全飞行和着陆；

(2) 对于最大运行高度大于 12,497 米 (41,000 英尺) 的飞机, 为符合本条(a)款而制定的程序, 应当能够在损伤可能导致将造成严重或者致命伤害的快速失压前, 检查出增压舱结构的损伤。

(d) 非包容发动机或者旋转机械失效产生高能碎片引起结构损伤时, 飞机设计应当将此损伤对飞机的危害减至最小。

第 23.2245 条 气动弹性

(a) 在下列条件下, 飞机不得发生颤振、操纵反效和发散:

(1) 结构设计包线内和包线外足够范围内的所有速度;

(2) 任何构型和运行情况;

(3) 考虑临界自由度;

(4) 考虑任何临界失效或者故障。

(b) 申请人应当对影响颤振的所有参数量值制定允差。

第四节 设计

第 23.2250 条 设计和构造原理

(a) 申请人应当按照飞机预期的运行条件, 设计每个零件、部件和组件。

(b) 设计数据应当充分定义零件、部件或者组件构型,

其设计特征，以及使用的所有材料和工艺。

(c) 申请人应当确定对飞机运行安全有重要影响的每个设计细节和零件的适用性。

(d) 当飞机承受预期的限制气动载荷时，操纵系统不得有卡滞、过度摩擦和过度变形。

(e) 除非表明在飞行中打开不会造成危害，否则应当防止每一舱门、座舱盖和出口在飞行中被无意打开。

第 23.2255 条 结构保护

(a) 申请人应当保护飞机的每个零件，包括小零件，如紧固件，以防止其在预期使用环境中由于任何可能原因引起性能降低或者强度丧失。

(b) 飞机的每个零件应当有足够的通风和排水措施。

(c) 对需要维修、预防性维修或者勤务的每个零件，申请人应当在飞机设计中采取适当的措施，以便完成这些工作。

第 23.2260 条 材料和工艺

(a) 对于其失效可能妨碍继续安全飞行和着陆的零件、部件和组件，申请人应当在考虑服役中预期可能环境条件影响的情况下，确定所用材料的适用性和耐久性。

(b) 制造和装配所采用的方法或者工艺应当能持续生产出完好的结构。如果某种制造工艺需要严格控制才能达到此目的，则申请人应当按照批准的工艺规范执行。

(c) 除本条(f)款和(g)款的规定外，申请人应当选择设计值，该设计值应当确保考虑了结构元件关键性的带概率的材

料强度。设计值应当考虑因材料变异性引起的结构失效的概率。

(d) 如果对材料强度性能有要求，这些性能的确定应当以足够的材料试验为依据（材料应当符合规范），在试验统计的基础上制定设计值。

(e) 对于在正常运行条件下热影响显著的关键部件或者结构，申请人应当确定温度对设计许用应力的影响。

(f) 对于一般只能用保证最小值的情况，如果在使用前对每一单项取样进行试验，确认该特定项目的实际强度性能等于或者大于设计使用值，则这样材料采用的设计值可以大于本条要求的最小值。

(g) 经局方同意，申请人可以使用其他材料设计值。

第 23.2265 条 特殊安全系数

(a) 对于关键设计值不确定的每个零件、部件或者组件，以及符合下述任一条件的每个零件、部件或者组件，申请人应当为其每个关键设计值确定特殊安全系数：

(1) 在正常更换前，其强度在服役中很可能降低；

(2) 由于制造工艺或者检查方法中的不确定因素，其强度容易有显著变化。

(b) 申请人应当使用考虑了下列因素的质量控制和规范来确定特殊安全系数：

(1) 应用的种类；

(2) 检查方法；

(3) 结构试验要求；

(4) 取样百分比;

(5) 工艺和材料控制。

(c) 在设计每个结构零件时，申请人应当将每一限制载荷和极限载荷，乘以最高的相应特殊安全系数。如果没有对应的限制载荷，则仅考虑极限载荷。

第五节 结构乘员保护

第 23.2270 条 紧急情况

(a) 即使在应急着陆时损坏，飞机也应当保护每位乘员在下列情况下免受导致无法撤离的伤害：

(1) 正确使用设计中规定的安全设备和特性；

(2) 乘员经受在应急着陆时可能产生的极限静惯性载荷；

(3) 可能对乘员造成伤害的座舱内部或者后部的质量项目，包括发动机或者辅助动力装置，经受在应急着陆时可能产生的极限静惯性载荷。

(b) 本条(a)款(1)项和(a)款(2)项规定的应急着陆情况，应当满足下列要求：

(1) 包括在应急着陆时可能产生的动态情况；

(2) 乘员经受的因约束或者与机内物体接触产生的载荷，不得超过根据人体耐受能力而确定的人体伤害判据。

(c) 在可能的飞行、地面和应急着陆情况下，飞机应当为所有乘员提供保护。

(d) 每个乘员保护系统应当能够实现其预期功能，且不能产生对乘员造成二次伤害的危害。不使用时，乘员保护系统不得妨碍乘员撤离或者干扰飞机运行。

(e) 每个行李舱和货舱应当符合下列要求：

(1) 根据其最大装载重量以及按本规定确定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计；

(2) 有措施防止舱内装载物移动致使乘员受到伤害或者对飞机造成危害；

(3) 任何操纵装置、电线、管路、设备或者附件，如果破坏或者损伤可能会影响安全使用的，则应当加以保护。

D 章 设计和构造

第 23.2300 条 飞行操纵系统

(a) 飞行操纵系统设计应当：

- (1) 操作简便、平滑稳和确切，以完成其功能；
- (2) 防止可能的危害。

(b) 如果安装配平系统，其设计应当：

- (1) 防止无意的、不正确的或者粗猛的配平操作；
- (2) 提供一种方式，用于指示：
 - (i) 与飞机运动相关的配平操纵器件的运动方向；
 - (ii) 对应于配平可调范围的配平位置；
 - (iii) 横向和航向配平的中立位置；
 - (iv) 在申请批准的所有重心范围和构型下起飞的配平范围。

第 23.2305 条 起落架系统

(a) 起落架设计应当：

- (1) 在地面运行期间，为飞机提供稳定的支撑和控制；
- (2) 考虑可能的系统失效和可能的运行环境（包括预期的超出限制和应急程序）。

(b) 所有飞机应当有可靠的使其停止的装置，该装置应当具有足够的吸收着陆动能的能力。要求验证中断起飞能力的飞机应当考虑此附加动能。

- (c) 具备起落架作动系统的飞机，其设计：
- (1) 应当具有将起落架保持在着陆位置的可靠措施；
 - (2) 当起落架处于未完全放下状态有危害时，应当具有能够将起落架放下到着陆位置的备用措施。

第 23.2310 条 水上飞机和水陆两用飞机的浮力

预期进行水上运行的飞机，应当符合下列要求：

- (a) 提供比在淡水中承托该飞机最大重量所需浮力大 80% 的浮力；
- (b) 具有足够的裕度，当浮筒或者船体可能浸水时，飞机能浮在平静的水面上而不倾覆。

第一节 乘员系统设计保护

第 23.2315 条 撤离设施和应急出口

(a) 对于起飞或者着陆情况下允许有乘员的座舱，其飞机设计应当满足下列要求：

(1) 在应急着陆后可能出现的情况下，便于乘员快速和安全地撤离，此处应急着陆不包括 1 级、2 级和单发 3 级飞机的水上迫降；

(2) 配备撤离设施（开口，出口或者应急出口），从飞机内部和外部可以容易地定位和打开该设施。打开方式应当简单明了，并在飞机内部和外部进行标识；

(3) 应急出口应当易于接近。

(b) 批准特技飞行的飞机，应当有在空中撤离飞机的措施。

第 23.2320 条 乘员物理环境

(a) 飞机设计应当符合下列要求：

- (1) 飞行机组与乘客能够清晰交流；
- (2) 保护驾驶员和飞行操纵系统免受螺旋桨伤害和损伤；
- (3) 保护乘员免受风挡、窗户和舱盖损坏引起的严重伤害。

(b) 对于 4 级飞机，在最大进近襟翼速度时，位于驾驶员正前方的风挡及其支承结构应当能承受相当于 2 磅鸟的撞击而不被击穿。

(c) 在正常运行和可能的失效期间，飞机应当给每位乘员提供压力适宜的空气，并且没有危险浓度的气体、蒸气和烟雾。

(d) 如果飞机上安装了增压系统，该增压系统设计应当防止发生下列情况：

- (1) 失压至不安全水平；
- (2) 过大压差。

(e) 如果飞机上安装了氧气系统，该氧气系统应当具备下列能力：

- (1) 有效地为每个使用者提供氧气，避免缺氧；
- (2) 氧气系统的本身、使用方法以及对其他部件的影响均无危害。

第二节 防火和高能保护

第 23.2325 条 防火

(a) 下列材料，应当是自熄的：

(1) 电线和电缆的绝缘层；

(2) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机，飞行中不可接近的行李舱和货舱内的材料；

(3) 对于 4 级飞机，驾驶舱、客舱、行李舱和货舱内的材料。

(b) 下列材料，应当是阻燃的：

(1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机，飞行中可接近的每个隔舱内的材料；

(2) 与电缆安装有关且电路过载或者故障时可能过热的任何设备。

(c) 机身上安装的隔热和隔音材料，不得有火焰蔓延的危害。

(d) 每个行李舱和货舱内能够引燃邻近物品的热源，应当予以屏蔽和隔绝，以防止引燃。

(e) 对于 4 级飞机，每个行李舱和货舱应当符合下列要求：

(1) 行李舱和货舱应当布置在驾驶员能看见着火的位置，否则应当安装火警探测系统和警告系统；

(2) 可以接近进行人工灭火，或者有内置灭火系统，

或者其构造和密封能将任何火情包容在该舱内。

(f) 应当有扑灭座舱内任何火情的设施，该设施应当满足下列要求：

(1) 驾驶员坐在座位上能方便地取用灭火设施；

(2) 对于 3 级和 4 级飞机，客舱内有供乘客使用的灭火设施。

(g) 凡可能因液体系统渗漏而逸出可燃液体或者蒸气的区域，应当符合下列要求：

(1) 确定其部位和范围；

(2) 应当有措施尽量减少液体和蒸气被点燃的概率以及被点燃后的危害。

(h) 燃烧加温器的安装应当防止非包容火情。

第 23.2330 条 指定火区和邻近区域的防火

(a) 位于指定火区内或者邻近区域的飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构应当能经受住着火的影响。

(b) 出现火情时，指定火区的发动机应当与飞机保持连接。

(c) 指定火区内，应急程序期间使用的接线端、设备和电缆应当是耐火的。

第 23.2335 条 闪电防护

飞机的设计应当保护飞机免受闪电造成的灾难性后果。

E 章 动力装置

第 23.2400 条 动力装置安装

(a) 就本章而言，飞机动力装置安装应当包括推进所必需的、影响推进安全的每个部件和为飞机提供辅助动力的每个部件。

(b) 安装在飞机上的发动机和螺旋桨，应当具有型号合格证或者按照局方接受的标准随飞机型号合格证获得批准，该标准包含的适航准则应当适用于该发动机或者螺旋桨的特定设计和预期用途，并达到局方可接受的安全水平。

(c) 动力装置安装的构造和布置应当考虑：

(1) 可能的运行条件，包括外来物威胁；

(2) 运动部件与飞机其他部件及地面等周围环境具有足够的间隙；

(3) 运行中可能出现的危害，包括对地面人员的危害；

(4) 振动和疲劳。

(d) 液体、蒸气或者燃气的危险积聚应当与飞机和人员舱隔离，并能被安全地包容住或者排出。

(e) 动力装置部件应当符合其部件限制要求和安装说明，或者表明不会造成危害。

第 23.2405 条 功率或者推力控制系统

功率或者推力控制系统，是指对通过直接设定控制的功

率或者推力进行调节的系统。

(a) 功率或者推力控制系统应当设计成，在系统正常运行时不得导致不安全状况。

(b) 功率或者推力控制系统的任何单一失效或者可能的失效组合不得妨碍飞机继续安全飞行和着陆。

(c) 应当防止飞行机组对功率或者推力控制系统的误动，除非不会导致不安全状况。

(d) 除非功率或者推力自动控制系统的失效概率为极少发生，否则系统应当：

(1) 为飞行机组提供确认系统处于工作状态的措施；

(2) 为飞行机组提供超控自动功能的措施，若系统带来的危害超过安全收益；

(3) 防止被无意解除。

第 23.2410 条 动力装置安装危害性评估

申请人应当对每个动力装置系统进行单独评估及关联其他系统和安装进行评估，以表明动力装置系统、部件或者附件任何可能的失效所导致的有害后果不会导致下列情况：

(a) 妨碍飞机继续安全飞行和着陆，或者如果无法保证继续安全飞行和着陆，应当使危害减至最小；

(b) 造成可以避免的严重伤害；

(c) 要求机组成员为了余下的任何动力装置系统继续运行而立即采取行动。

第 23.2415 条 动力装置防冰

(a) 飞机的设计，包括进气系统，应当防止出现对动力

装置运行有不利影响的可预见的积冰或者积雪。

(b) 动力装置安装的设计，应当防止在申请审定的结冰条件下出现对动力装置运行有不利影响的任何积冰或者积雪。

第 23.2420 条 反推力系统

每个反推力系统应当设计成：

(a) 在系统正常运行中不会出现不安全状况；

(b) 在反推力系统出现任何单一失效、可能的失效组合或者故障后，飞机能够继续安全飞行和着陆。

第 23.2425 条 动力装置工作特性

(a) 在飞机和发动机运行限制范围内的正常和应急运行期间，动力装置不得出现危险特性。

(b) 应当使驾驶员能够在空中停止动力装置，并在制定的工作包线内再起动动力装置。

第 23.2430 条 燃油系统

(a) 每个燃油系统应当满足下列要求：

(1) 对于有多套燃油储存及供应系统的，应当设计和布置成各系统之间具有独立性，使得一套系统内的任一部件失效不会导致其他系统燃油储存或者供应的丧失；

(2) 设计和布置成能够防止系统内燃油被直接闪击或者扫掠雷击高发区域内的直接闪击或者扫掠雷击点燃，或者在燃油通气口处被电晕放电和流光点燃；

(3) 为确保每个动力装置和辅助动力装置在所有可能的运行情况下正常工作提供必需的燃油；

(4) 为飞行机组提供用于确定可用燃油总量的措施，并且在燃油系统正常工作时，在考虑燃油可能波动的情况下，能够不间断供应此可用燃油；

(5) 提供将系统内储存的燃油从飞机上安全排出或者隔离的措施；

(6) 设计成在任何可能运行情况下能够保存燃油，并将任何可生存应急着陆期间对乘员的危害降至最低。对于 4 级飞机，应当考虑着陆系统因过载导致的失效；

(7) 防止供应给每个动力装置和辅助动力装置的燃油受到有害污染。

(b) 每个燃油储存系统应当满足下列要求：

(1) 能够承受可能的运行条件下的载荷而不失效；

(2) 与人员舱隔离并免受因非预期温度影响造成的危害；

(3) 设计成防止燃油在储存或者供应系统间传输中，或者在可能的运行条件下，从任一通气系统大量流失；

(4) 提供在最大连续功率或者推力下至少工作半小时的燃油；

(5) 在着陆有要求时能够安全地应急放油。

(c) 每个加油系统应当满足下列要求：

(1) 防止不当加油；

(2) 防止储存的燃油在可能的运行情况下受到污染；

(3) 防止加油期间对飞机或者人员造成任何危害。

第 23.2435 条 动力装置进气和排气系统

(a) 每个动力装置或者辅助动力装置及其附件的进气系统，应当满足下列要求：

(1) 在可能的运行情况下，为动力装置或者辅助动力装置及其附件提供所需要的空气；

(2) 设计成防止着火或者回火时可能导致的危害；

(3) 将外来物的吸入减至最少；

(4) 在主进气口容易堵塞的情况下提供一个备用进气口。

(b) 排气系统，包括每个动力装置或者辅助动力装置的排气热交换器，应当满足下列要求：

(1) 提供安全地排放潜在有害物质的措施；

(2) 设计成能够防止热、腐蚀或者堵塞产生的可能危害。

第 23.2440 条 动力装置防火

(a) 包含可燃流体和用于点燃该流体的点火源的动力装置、辅助动力装置或者燃烧加温器应当安装在指定火区内。

(b) 每个指定火区，在其内部起火或者过热时，应当具备隔离和降低对飞机危害的措施。

(c) 受起火影响的每个部件、导管、接头和控制器件应当满足下列要求：

(1) 其设计和布置应当防止着火造成的危害，包括任何位于指定火区附近可能受到火区内着火影响的部件、导管、接头和控制器件；

(2) 输送可燃液体、气体或者空气，或者要求在着火时工作的部件、导管、接头和控制器件是耐火的；

(3) 储存可燃液体的部件、导管、接头和控制器件是防火的，或者用防火罩防护。

(d) 申请人应当提供防止危险量可燃液体流入、流过指定火区或者在其内流动的措施，该措施应当满足下列要求：

(1) 不得限制流量或者限制余下动力装置、辅助动力装置或者安全所必需设备的工作；

(2) 应当防止被误动；

(3) 应当位于火区外，除非位于火区内能够提供相同的安全等级。

(e) 应当为下列指定火区提供快速探测着火的措施：

(1) 探测措施能够降低可能危害的多发飞机的火区；

(2) 含有灭火措施的火区。

(f) 除燃烧加温器火区外，应当为下列火区提供灭火措施：

(1) 位于驾驶员视线之外的任何火区；

(2) 机身内的任何火区，该火区还应当有冗余的灭火措施；

(3) 4 级飞机上的任何火区。

F 章 设 备

第 23.2500 条 飞机级系统要求

本条款为对飞机上安装的设备和系统的总体要求，除非本规定其他条款对特定设备或者系统另有要求。

(a) 飞机按其申请审定的运行类型（昼间 VFR、夜间 VFR、IFR）进行安全运行所要求的系统和设备的设计和安装应当满足下列要求：

(1) 满足适用于审定等级和飞机性能等级要求的安全性水平；

(2) 在飞机审定批准的运行和环境限制下完成预期的功能。

(b) 本条(a)款中没有涵盖的系统和设备的设计和安装应当确保其运行不会对飞机及乘员造成不利影响。

第 23.2505 条 功能和安装

飞机上安装的每个设备，均应当按预期工作。

第 23.2510 条 系统、设备和安装

除本规定另有其他单独要求外，飞机每个系统、设备和安装应当满足下列要求：

(a) 每个灾难性的失效状态发生的平均失效概率，是极不可能的；

(b) 每个危险的失效状态发生的平均失效概率，是极少发生的；

(c) 每个主要的失效状态发生的平均失效概率，是非常小的。

第 23.2515 条 电子和电气系统闪电防护

除非表明不太可能遭遇闪电，否则按仪表飞行规则（**IFR**）运行批准的飞机，应当满足下列要求：

(a) 对于功能失效会妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每一个电子和电气系统，其设计和安装应当符合下列规定：

(1) 当飞机遭遇闪电期间及之后，飞机级功能不会受到不利影响；

(2) 除非该功能恢复与此系统其他运行或者功能要求相冲突，否则在飞机遭遇闪电后，系统应当及时地恢复该功能的正常运行。

(b) 对于其功能失效会严重降低飞机或者飞行机组应对不利运行条件能力的每一电子和电气系统，其设计和安装应当确保当飞机遭遇闪电后，系统及时地恢复该功能的正常运行。

第 23.2520 条 高强辐射场（HIRF）防护

(a) 对于功能失效会妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每一个电子和电气系统，其设计和安装应当符合下列规定：

(1) 当飞机暴露于高强辐射场（**HIRF**）环境期间及之后，飞机级功能不会受到不利影响；

(2) 除非该功能恢复与此系统其他运行或者功能要求相冲突，否则在飞机脱离高强辐射场（**HIRF**）环境后，系统应当及时地恢复该功能的正常运行。

(b) 按仪表飞行规则 (IFR) 批准的飞机, 对于功能失效会严重降低飞机或者飞行机组应对不利运行条件能力的每一个电子和电气系统, 其设计和安装应当确保当飞机脱离高强度辐射场 (HIRF) 环境后, 系统及时地恢复该功能的正常运行。

第 23.2525 条 电源和配电系统

为所有系统供电的电源和配电系统的设计和安装, 应当确保:

(a) 在所有预期运行条件下, 为所连接的负载提供运行需要的电能;

(b) 电源系统、配电系统或者其他用电系统不会出现由于单点失效或者故障导致系统不能为飞机继续安全飞行和着陆所需的重要负载供电的情况;

(c) 主电源失效时, 应当有足够的电能, 在继续安全飞行和着陆所需时间内, 为所有重要负载供电。

第 23.2530 条 外部和驾驶舱照明

(a) 所有照明的设计和安装, 应当尽量降低对飞行机组履行职责能力的不利影响。

(b) 如安装航行灯和防撞灯, 其光强、闪光频率、颜色、覆盖范围和其他特性, 应当能为另一架航空器提供足够的时间避免碰撞。

(c) 如安装航行灯, 其应当包括一个在飞机左侧的红灯和一个在飞机右侧的绿灯。在空间允许的情况下, 这两个灯的横向间距应当尽可能大。此外, 还应当包括一个在飞机尾

部或者翼尖上的后向白灯。

(d) 滑行和着陆灯的设计和安装，应当能为夜间运行提供足够的照明。

(e) 对于水上飞机或者水陆两用飞机，停泊灯应当在洁净大气条件下提供可见白光。

第 23.2535 条 安全设备

民用航空运行规章要求的安全和救生设备，应当可靠、易于接近和识别，并清晰地标识操作方法。

第 23.2540 条 在结冰条件下飞行

申请在 CCAR-25 部附录 C 中第 I 部分定义的结冰条件下飞行进行审定，或者申请在这些结冰条件及任何附加的大气结冰条件下飞行进行审定时，应当在申请审定的结冰条件下表明：

(a) 结冰防护系统能够使得飞机安全运行；

(b) 自动驾驶仪工作时，飞机设计应当提供防止失速的保护。

第 23.2545 条 增压系统元件

增压系统应当能够承受适当的验证压力和破坏压力。

第 23.2550 条 含高能转子的设备

含高能转子的设备的设计和安装，应当保护乘员和飞机免受非包容性碎片的危害。

第 23.2555 条 驾驶舱话音记录器

(a) 民用航空运行规章所要求的驾驶舱话音记录器应当按照本规章要求经过批准，并且在其安装后，应当能够记录

下列信息:

(1) 通过无线电在飞机上发出或者收到的通话;

(2) 驾驶舱内飞行机组成员的对话;

(3) 驾驶舱内飞行机组成员使用飞机内话系统时的通话;

(4) 进入耳机或者扬声器中的导航或者进近助航设施的话音或者音频识别信号;

(5) 飞行机组成员使用旅客广播系统时的通话 (如果装有旅客广播系统, 并根据本条(c)款(4)项(ii)目的要求有第四通道可用);

(6) 如果安装了数据链通信设备, 所有的数据链通信使用经批准的数据信息格式。数据链信息应当作为通信设备的输出信号被记录, 该通信设备将信号转换为可用数据。

(b) 应当在驾驶舱内安装一只区域话筒来满足本条(a)款(2)项的记录要求。话筒要安装在最佳位置, 能够记录第一名和第二名驾驶员工作位置上进行的对话, 以及记录驾驶舱内其他机组成员面向上述工作位置时的对话。话筒的定位, 应当使得在飞行中驾驶舱噪声条件下所记录和重放的录音通信的易懂度尽可能高, 如果有必要, 应当对记录器的前置放大器和滤波器进行调整或者补偿。可以通过记录反复重放, 来评价易懂程度。

(c) 每台驾驶舱话音记录器的安装, 应当将本条(a)款规定的通话或者音频信号, 根据不同声源分别记录在下列通道上:

(1) 第一通道，来自第一名驾驶员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或者手持式话筒、耳机或者扬声器；

(2) 第二通道，来自第二名驾驶员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或者手持式话筒、耳机或者扬声器；

(3) 第三通道，来自安装在驾驶舱内的区域话筒；

(4) 第四通道：

(i) 来自第三和第四名机组成员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或者手持式的话筒、耳机或者扬声器；

(ii) 来自驾驶舱内与旅客广播系统一起使用的每个话筒，如果此信号未被别的通道所拾起（条件是不要求配置本条(c)款(4)项(i)目中规定的工作位置或者该工作位置的信号由另一通道所拾取）。

(5) 不论按压发话开关（机内通话—无线电发射机）处于何种位置，应当将本条(c)款(1)、(2)和(4)项所述的话筒接收到的所有声音尽可能不间断地记录下来。该设计应当保证只有在使用机内通话机、旅客广播系统或者无线电发射机时，才会对飞行机组产生侧音。

(d) 每台驾驶舱话音记录器的安装应当符合下列规定：

(1)(i) 其供电应当来自对驾驶舱话音记录器的工作最为可靠的汇流条，而不危及对重要负载或者应急负载的供电；

(ii) 其应当尽可能长时间地保持其供电，而不危及飞机的应急工作。

(2) 应当备有自动装置，在撞损冲击后 10 分钟内，能

使记录器停止工作并停止各抹音装置的功能；

(3) 应当备有音响或者目视手段，用于在飞行前检查记录器工作是否正常；

(4) 记录器外部任何单一的电气失效不能使驾驶舱话音记录器和飞行数据记录器都不工作；

(5) 具有一个独立的电源：

(i) 为驾驶舱话音记录器和驾驶舱区域话筒的操作提供 10 ± 1 分钟的电源；

(ii) 尽可能的靠近驾驶舱话音记录器；

(iii) 在所有其他给驾驶舱话音记录器供电的电源中断的情况下，无论是正常关断还是为其供电的汇流条因其他原因断电，驾驶舱话音记录器和驾驶舱区域话筒能够自动切换到这个独立电源上。

(6) 当驾驶舱话音记录器和飞行数据记录器都需要的时候，驾驶舱话音记录器要在一个与飞行数据记录器分开的容器里。如果只用来符合驾驶舱话音记录器的要求，可以安装一个组合单元。

(e) 记录容器的位置和安装，应当能将撞损冲击使该容器破裂，以及随之起火而导致记录器热损坏的概率减至最小：

(1) 除了本条(e)款(2)项外，记录容器的位置应当尽可能靠近飞机的后部，但不必装在增压舱之外，并且不得安装在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的位置；

(2) 如果安装两个单独的组合式数字飞行数据记录器

和驾驶舱话音记录器单元，而不是一个驾驶舱话音记录器和一个数字飞行数据记录器，安装用来符合驾驶舱话音记录器要求的组合单元，可以位于驾驶舱附近。

(f) 如果驾驶舱话音记录器装有批量抹音装置，其安装应当设计成该装置误动和在撞损冲击过程中动作的概率减至最小。

(g) 每个记录器容器应当符合下列规定：

(1) 外观为鲜橙色或者鲜黄色；

(2) 在其外表面固定有反射条，以利于发现它在水下的位置；

(3) 当民用航空运行规章有要求时，在容器上装有或者靠近容器处装有水下定位装置，其固定方式要保证在撞损冲击时不大可能分离。

第 23.2560 条 飞行数据记录器

(a) 民用航空运行规章所要求的飞行数据记录器的安装，应当满足下列要求：

(1) 从满足本规定第 23.2500 条的飞机级系统要求和功能的数据源，获取空速、高度和方向数据；

(2) 垂直加速度传感器应当刚性固定，其纵向位置应在批准的飞机重心范围之内，或者在这些限制向前或者向后距离不超过 25% 飞机平均气动弦长的范围内；

(3)(i) 其供电应当来自对飞行数据记录器的工作最为可靠的汇流条，且不危及对重要负载或者应急负载的供电；

(ii) 尽可能长时间地保持其供电，且不危及飞机的应

急操作。

(4) 应当备有音响或者目视手段，用于在飞行前检查记录器存储介质的数据记录是否正常；

(5) 除仅由发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器外，应当备有自动装置，在撞损冲击后 10 分钟内，能使具有数据抹除装置的记录器停止工作并同时停止各抹除装置的功能；

(6) 记录器外部任何单一的电气失效不能使驾驶舱话音记录器和飞行数据记录器都不工作；

(7) 当驾驶舱话音记录器和飞行数据记录器都需要的时候，飞行数据记录器要在一个与驾驶舱话音记录器分开的容器里。如果只用来符合飞行数据记录器的要求，可以安装一个组合单元。如果一个组合单元作为驾驶舱话音记录器安装，用来符合本规定第 23.2555 条(e)款(2)项要求，则另一个组合单元应当符合本飞行数据记录器要求。

(b) 每个非弹出式记录器容器的位置和安装应当能将撞损冲击导致的该容器破裂以及随之起火而毁坏记录器的概率减至最小。为满足这一要求，该容器应当尽可能靠后安装，但不必装在增压舱之外，且不得装在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的位置。

(c) 应当建立飞行数据记录器的空速、高度和航向读数与第一名驾驶员仪表上的相应读数（考虑修正系数）之间的相互关系。此关系应当能覆盖飞机运行的空速范围、高度限制范围和 360 度航向范围。相互关系可在地面上用合适的方法

法确定。

(d) 每个记录器应当符合下列规定:

(1) 外观为鲜橙色或者鲜黄色;

(2) 在其外表面固定有反射条, 以利于发现它在水下的位置;

(3) 当民用航空运行规章有要求时, 在容器上或者贴近容器处装有水下定位装置, 其固定方式要保证在撞损冲击时不大可能分离。

(e) 应当对飞机任何新颖独特的设计或者使用特性进行评价, 以决定是否有关参数必须记录在飞行数据记录器上, 以增加或者代替现有要求。

G 章 飞行机组界面和其他信息

第 23.2600 条 飞行机组界面

(a) 驾驶舱及其设备和布局（包括驾驶员视界的设计）应当使得每个驾驶员都能够履行其职责，包括滑行、起飞、爬升、巡航、下降、进近和着陆，以及在飞机运行包线内进行任何机动，而无过多的专注、技能、警觉或者疲劳。

(b) 申请人应当安装飞行、导航、监视及动力装置的操纵器件和显示设备，以便具备资格的飞行机组可以监控并执行规定的与系统和设备预期功能相关的任务。系统和设备的设计，应当将可能导致额外危害的飞行机组差错，减至最小。

(c) 对于 4 级飞机，飞行机组界面设计应当保证当通过任一风挡玻璃的视界丧失后，仍能继续安全飞行和着陆。

第 23.2605 条 安装和使用

(a) 与飞行机组界面相关的每个已安装设备，都应当进行标识（如果适用），说明其名称、功能或者使用限制，或者这些要素的组合。

(b) 应当以可识别的方式向负有责任的机组成员提供操纵飞机所要求的系统工作参数，包括警告、戒备及正常指示。

(c) 应当及时向负责采取纠正措施的机组成员提供涉及系统不安全运行状态的信息。这些信息应当足够清晰以避免可能的机组成员差错。

第 23.2610 条 仪表标记、操纵器件标记及标牌

(a) 每架飞机应当醒目地显示运行所需的标牌和仪表标记。

(b) 飞机设计应当清晰地标明除主操纵器件外驾驶舱内每个操纵器件的功能。

(c) 飞机飞行手册中应当含有仪表标记和标牌信息的内容。

第 23.2615 条 飞行、导航和动力装置仪表

(a) 安装的系统应当在每个飞行阶段为负责设置或者监控飞行、导航和动力装置参数的飞行机组成员提供所需的信息，使其能够设置或者监控飞行、导航和动力装置参数。

(1) 信息给出的方式应当使得机组成员能够监控参数并判定其变化趋势（如果需要），以操纵飞机；

(2) 包括限制信息，除非在所有预期运行中不会超过这些限制。

(b) 集成了操纵飞机所需或者运行规章所要求的飞行或者动力装置参数的指示系统，应当满足下列要求：

(1) 在任何正常工作模式下，都不得抑制包括有任何飞行机组成员所必需的飞行或者动力装置参数的主显示；

(2) 与其他系统结合设计和安装，以便在出现任一单独失效或者可能的失效组合后，仍能及时向飞行机组提供继续安全飞行和着陆所需的关键信息。

第 23.2620 条 飞机飞行手册

(a) 飞机飞行手册，应当包含下列内容：

- (1) 飞机使用限制;
- (2) 飞机使用程序;
- (3) 性能资料;
- (4) 配载资料;
- (5) 飞机安全运行所需的其他资料。

(b) 飞机飞行手册中的下列内容，应当由局方按规定的程序批准：

(1) 对于 1 级和 2 级飞机中的低速飞机，飞机飞行手册中包含本条(a)款(1)项规定内容的部分；

(2) 对于 1 级和 2 级飞机中的高速飞机及所有 3 级和 4 级飞机，飞机飞行手册中包含本条(a)款(1)项至(a)款(4)项规定内容的部分。

第 23.2625 条 持续适航文件

(a) 申请人应当按本规定附录 A，编制局方可接受的持续适航文件。

(b) 如果有计划保证在交付第一架飞机或者颁发标准适航证之前，完成持续适航文件的编制，则持续适航文件在颁发型号合格证时，可以是不完备的。

H 章 电动飞机动力装置补充要求

第 23.2700 条 电推进系统

安装在电动飞机上的电推进系统，应当按照局方接受的标准，随飞机型号合格证获得批准。该标准包含的适航准则，应当适用于该电推进系统特定设计和预期用途，并达到局方可接受的安全水平。

第 23.2705 条 电池和配电系统

(a) 每个电池和配电系统，应当满足下列要求：

(1) 对于有多套电池及配电系统的，应当设计和布置成各系统之间具有独立性，使得一套系统内的任一部件失效不会导致其他系统电池或者配电功能的丧失；

(2) 应当设计和布置成当可能暴露在闪电环境时，能够防止由于闪电的直接影响或者间接影响而导致的灾难性事件；

(3) 为动力装置安装提供有适当裕度的电能，以确保在所有允许的和可能的运行情况下，考虑可能的部件失效情况，能够安全工作；

(4) 向飞行机组提供用于确定剩余可用电能总量的措施，并在系统正常工作时能不间断供电，此时应当考虑电源可能的波动情况；

(5) 提供将系统内电池从飞机上安全移除或者隔离的

措施；

(6) 在任何可能运行情况下能够防止漏电，并将任何可生存应急着陆期间对乘员的危害降至最低。对于 4 级飞机，应当考虑着陆系统因过载导致的失效。

(b) 每个电池系统应当满足下列要求：

(1) 考虑安装情况，能够承受可能的运行条件下的载荷而不失效；

(2) 与人员舱隔离并使人员免受其可能的危害；

(3) 在最大连续功率或者推力下提供至少工作半小时的电能。

(c) 每个充电系统的设计，应当满足下列要求：

(1) 防止不当充电；

(2) 防止在可能的工作期间损害电池；

(3) 防止在充电期间对飞机或者人员造成危害。

(d) 飞机地面操作期间可能发生的错误，不得导致电能的危险性损失。

第 23.2710 条 电池和电动力系统防火

对于电池或者电动力系统运行中可能的着火或者过热情况，应当具备隔离和降低其对飞机危害的措施。

I 章 附 则

第 23.2800 条 施行

本规定自 2022 年 8 月 1 日起施行。原民航总局于 2004 年 10 月 12 日公布的《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》（民航总局令第 132 号）同时废止。

附录 A

持续适航文件编制要求

A23.1 一般规定

(a) 本附录为持续适航文件编制要求。

(b) 飞机的持续适航文件必须包含:发动机和螺旋桨(以下统称产品)的持续适航文件,涉及民航管理的规章所要求的设备的持续适航文件,以及所需的有关这些设备和产品与飞机相互联接关系的资料。如果装机设备或者产品的制造商未提供持续适航文件,则飞机持续适航文件应当包含上述对飞机持续适航必不可少的资料。

(c) 申请人应当向局方提交一份文件,对如何分发申请人或者装机产品和设备的制造商提供的持续适航文件更改资料,进行说明。

A23.2 格式

(a) 申请人应当根据所提供资料的数量,将持续适航文件编成一本或者多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

A23.3 内容

手册的内容应当用中文或者局方接受的其他语言编写。持续适航文件应当包括下列手册或者章节以及下列资料:

(a) 飞机维修手册或者章节

(1) 概述性资料,包括在维修或者预防性维修所需范围内对飞机特点和数据的说明。

(2) 飞机及其系统和安装（包括产品和设备）的说明。

(3) 说明飞机部件和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料（包括适用的特殊程序和限制）。

(4) 关于下列细节内容的勤务资料：勤务点、油箱和流体容器的容量以及所用流体的类型、各系统的适用压力、检查和勤务的接近口盖位置、润滑点位置和使用的润滑剂、勤务所需设备、牵引说明和限制、系留、顶升和调水平的资料。

(b) 维修说明

(1) 飞机及其发动机、辅助动力装置、螺旋桨、附件、仪表和设备的每个零件的定期维修资料，该资料提供上述各项应当予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是，如果申请人表明某项附件、仪表或者设备非常复杂，需要专业化的维修技术、测试设备或者专家才能处理，则申请人可以指明向该件的制造商索取上述资料。荐用的翻修周期和与适航限制章节的相互参照也应当列入。此外，申请人应当提交一份包含飞机持续适航所需检查频次和范围的检查大纲。

(2) 说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及对这些故障采取补救措施的检查排故资料。

(3) 说明拆卸与更换产品和零件的顺序和方法以及应当采取的必要防范措施的资料。

(4) 其他通用程序说明，包括系统地面运转试验、对

称检查、称重和确定重心、顶升和支撑以及存放限制程序。

(c) 结构接近口盖图，无接近口盖时应当提供接近检查所需的资料。

(d) 如果规定做特种检查(包括射线和超声波检验)，提供如何进行特种检查的细节资料。

(e) 检查后对结构进行防护处理所需的资料。

(f) 关于结构紧固件的所有资料，如标识、报废建议和拧紧力矩。

(g) 所需专用工具清单。

(h) 此外，对于4级飞机，必须提供下列资料：

- (1) 各系统的电气负载；
- (2) 操纵面的平衡方法；
- (3) 主要结构和次要结构的区别；
- (4) 适用于该型飞机的专门修理方法。

A23.4 适航限制章节

持续适航文件必须包含标题为适航限制的章节，该章节应当单独编排并与文件的其他部分明显地区分开来。该章节必须规定型号合格审定所要求的强制性更换时间、结构检查时间间隔和有关的结构检查程序。如果持续适航文件由多本文件组成，则本条要求的适航限制章节内容应当列入主要手册中。申请人应当在该章节显著位置清晰声明：“本适航限制章节已经中国民用航空局批准，规定了涉及民航管理的规章有关维修和运行的条款所要求的维修内容，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”